

Синтез системы управления углом тангажа с каналом ограничения угла атаки

Э.Ю. АБДУЛЛИНА,
аспирант,
В.Н. ЕФАНОВ,
д-р техн. наук
(УГАТУ, Уфа)
efanov@mail.ru

Рассматривается задача синтеза системы управления углом тангажа с каналом ограничения угла атаки. Обсуждается проблема согласования траекторий движения системы на режиме управления углом тангажа и режиме ограничения угла атаки. Предлагается подход, основанный на использовании обобщенной характеристики системы, обеспечивающей согласование состояний системы в произвольный момент изменения режима ее работы.

Летательный аппарат, угол тангажа, угол атаки, система управления, синтез

Эксплуатация современных самолетов предполагает множество различных летных ограничений, определяющих предельные режимы полета. К предельно допустимым относятся режимы, связанные со значительным усложнением условий полета, в частности, с ухудшением управляемости и устойчивости, усложнением условий работы конструкции, силовой установки и оборудования самолета из-за снижения запасов прочности, жесткости конструкции, усиления вибрации и аэродинамического нагрева [1]. В случае превышения предельных значений скоростного напора, числа Маха, угла атаки, перегрузки, угловых скоростей и других параметров возможно попадание самолета на критические режимы, потенциально снижающие уровень безопасности полета. Самыми сложными и опасными для летчика являются критические режимы по углу атаки. При превышении критических углов атаки резко снижается эффективность управляющих плоскостей самолета, наступает так называемое отрывное обтекание, самолет теряет устойчивость и управляемость, происходит его сваливание с последующим попаданием в штопор [2]. Для надежного предотвращения непроизвольного выхода самолета на критические режимы система управления угловым положением строится по двухканальному принципу. При этом основной канал осуществляет управление соответствующим параметром летательного аппарата по заданной программе, а дополнительный контур ограничивает предельное значение выбранного параметра полета [3, 4]. Переключение этих каналов осуществляется в зависимости от того, какой параметр наиболее приблизился к границе, определяемой программой регулирования. С этой целью, как правило, используются алгебраические селекторы, изменяющие структуру системы в соответствии с принятой логикой переключения каналов [5]. Поскольку изменение структуры системы управления приводит к изменению ее динамических свойств, то системы с селектированием каналов иногда относят к классу логико-динамических систем [6–8]. Однако классические логико-динамические системы содержат динамическую часть, поведение которой описывается дифференциальными уравнениями, и логическую часть, изменения состояния которой описываются рекуррентными уравнениями, моделирующими работу автомата с памятью [9, 10]. Каждому состоянию логической части системы соответствует определенный тип траектории движения динамической части. Логическая часть задает моменты перехода системы от одной типовой траектории к другой, а динамическая часть определяет состояние системы в момент переключения, которое является исходным для следующего режима управления. Таким образом, происходит согласование траекторий движения при последовательном изменении состояний логической части системы [11–13]. В отличие от этого переключение каналов в системах управления с селектором происходит в неизвестный заранее момент времени. Момент выхода регулируемого параметра на ограничение предельного значения зависит от разнообразных факторов – высоты и скорости полета, характера выполняемого маневра, эффективности сервоприводов управляющих плоскостей. В результате начальные условия, при которых канал ограничения начинает свою работу, могут иметь произвольные значения. В связи с этим системы управления с селектором следует отнести к переключаемым системам [14, 15]. Под переключаемой понимают многорежимную динамическую систему, состоящую из семейства непрерывных подсистем и устройства, которое управляет переключениями режимов. Работа переключающего устройства задается с помощью условий в виде ограничений по времени, состоянию, а также в виде последовательности событий в логической форме с применением условия переключения на основе логического вывода. В работах [16, 17]

рассматриваются разные задачи стабилизации таких систем. При этом движение динамической части задается системой дифференциальных уравнений, правая часть которой выбирается из некоторого конечного множества возможных вариантов. Переключающее устройство управляет движением системы, выбирая ту или иную траекторию из конечного множества допустимых типовых траекторий. Результирующая траектория составляется по кусочкам из набора типовых траекторий. Однако, если переключающее устройство стоит в замкнутом контуре управления, то при переключении режимов происходит изменение не только правой, но и левой части системы дифференциальных уравнений. Указанное обстоятельство существенно усложняет условия согласования типовых траекторий движения. Как показано [18, 19], при несогласованном взаимодействии каналов на переходных режимах нарушаются условия переключения каналов, ухудшается качество управления, возникают забросы регулируемых величин. При совместной работе каналов система становится нелинейной, что создает предпосылки для возникновения автоколебаний даже при обеспечении устойчивости каждого из каналов в отдельности. При этом происходит многократное обратное переключение каналов, что приводит к ухудшению летных характеристик и снижению безопасности полета. Ситуация усложняется еще и тем, что системы скачкообразно меняют свои свойства в случайные моменты времени. Это заставляет рассматривать их как системы со случайной структурой [20–22].

В данной работе предлагается метод синтеза согласованного управления в системе с селектором каналов, переключение которых происходит в случайный момент времени, на примере системы управления углом тангажа с каналом ограничения угла атаки [23]. Функциональная схема этой системы показана на рис. 1. Здесь: α – угол атаки; ω_z – угловая скорость тангажа; ϑ – угол тангажа; δ_b – угол отклонения руля высоты.

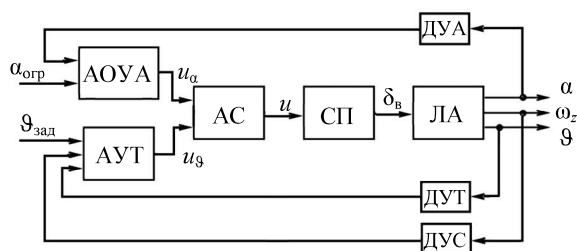


Рис. 1

На схеме (см. рис. 1) также показаны летательный аппарат (ЛА), датчики угла атаки (ДУА), угла тангажа (ДУТ), угловой скорости тангажа (ДУС), автопилот угла тангажа (АУТ), автомат ограничения угла атаки (АОУА), алгебраический селектор (АС), сервопривод руля высоты (СП).

Передаточные функции ЛА при управлении рулем высоты δ_b имеют следующий вид:

- по угловой скорости тангажа ω_z :

$$W_{\dot{\vartheta}\delta_b}(s) = \frac{\dot{\vartheta}(s)}{\delta_b(s)} = \frac{-(s + n_{22})}{s^2 + 2d_0\omega_0s + \omega_0^2};$$

- по углу тангажа ϑ :

$$W_{\vartheta\delta_b}(s) = \frac{\vartheta(s)}{\delta_b(s)} = W_{\dot{\vartheta}}(s) \frac{1}{s} = \frac{-(s + n_{22})}{(s^2 + 2d_0\omega_0s + \omega_0^2)s};$$

- по углу атаки α :

$$W_{\alpha\delta_b}(s) = \frac{\alpha(s)}{\delta_b(s)} = \frac{-1}{s(s^2 + 2d_0\omega_0s + \omega_0^2)}.$$

Передаточная функция СП:

$$W_{СП}(s) = \frac{n_b}{s}.$$

Выбираем схему физически реализуемого астатического АУТ со скоростью обратной связью:

$$u_{\vartheta} = k_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_{\text{зад}}) + \frac{k_{\dot{\vartheta}} + s k_{\ddot{\vartheta}} + s^2 k_{\ddot{\vartheta}}}{(\tau_1 s + 1)(\tau_2 s + 1)} s \vartheta,$$

где $k_{\vartheta}, k_{\dot{\vartheta}}, k_{\ddot{\vartheta}}$ – передаточные числа автопилота.

Структурная схема контура управления углом тангажа представлена на рис. 2.

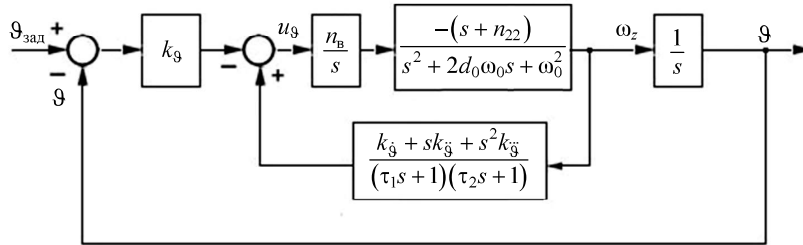


Рис. 2

Используя данную структурную схему (см. рис. 2), найдем передаточную функцию контура управления углом тангажа

$$\Phi_{\vartheta}(s) = \frac{B_{\vartheta}(s)}{A_{\vartheta}(s)} = \frac{b_3^{\vartheta} s^3 + b_2^{\vartheta} s^2 + b_1^{\vartheta} s + b_0^{\vartheta}}{a_6^{\vartheta} s^6 + a_5^{\vartheta} s^5 + a_4^{\vartheta} s^4 + a_3^{\vartheta} s^3 + a_2^{\vartheta} s^2 + a_1^{\vartheta} s + a_0^{\vartheta}},$$

где $b_3^{\vartheta} = k_{\vartheta} n_{\text{в}} \tau_1 \tau_2$; $b_2^{\vartheta} = k_{\vartheta} n_{\text{в}} (\tau_1 \tau_2 n_{22} + \tau_1 + \tau_2)$; $b_1^{\vartheta} = k_{\vartheta} n_{\text{в}} ((\tau_1 + \tau_2) n_{22} + 1)$; $b_0^{\vartheta} = k_{\vartheta} n_{\text{в}} n_{22}$; $a_6^{\vartheta} = \tau_1 \tau_2$; $a_5^{\vartheta} = 2\tau_1 \tau_2 d_0 \omega_0 + \tau_1 + \tau_2$; $a_4^{\vartheta} = \tau_1 \tau_2 \omega_0^2 + 2(\tau_1 + \tau_2) d_0 \omega_0 + n_{\text{в}} k_{\ddot{\vartheta}} + 1$; $a_3^{\vartheta} = (\tau_1 + \tau_2) \omega_0^2 + 2d_0 \omega_0 + n_{\text{в}} (k_{\dot{\vartheta}} + k_{\ddot{\vartheta}} n_{22}) + k_{\vartheta} n_{\text{в}} \tau_1 \tau_2$; $a_2^{\vartheta} = \omega_0^2 + n_{\text{в}} (k_{\dot{\vartheta}} + k_{\ddot{\vartheta}} n_{22}) + k_{\vartheta} n_{\text{в}} (\tau_1 \tau_2 n_{22} + \tau_1 + \tau_2)$; $a_1^{\vartheta} = n_{\text{в}} k_{\dot{\vartheta}} n_{22} + k_{\vartheta} n_{\text{в}} ((\tau_1 + \tau_2) n_{22} + 1)$; $a_0^{\vartheta} = k_{\vartheta} n_{\text{в}} n_{22}$.

Таким образом, траектория движения на режиме управления углом тангажа подчиняется следующему уравнению:

$$\begin{aligned} a_6^{\vartheta} \frac{d^6 \vartheta_1(t)}{dt^6} + a_5^{\vartheta} \frac{d^5 \vartheta_1(t)}{dt^5} + a_4^{\vartheta} \frac{d^4 \vartheta_1(t)}{dt^4} + a_3^{\vartheta} \frac{d^3 \vartheta_1(t)}{dt^3} + a_2^{\vartheta} \frac{d^2 \vartheta_1(t)}{dt^2} + a_1^{\vartheta} \frac{d \vartheta_1(t)}{dt} + a_0^{\vartheta} \vartheta_1(t) = \\ = b_3^{\vartheta} \frac{d^3 \vartheta_{\text{зад}}(t)}{dt^3} + b_2^{\vartheta} \frac{d^2 \vartheta_{\text{зад}}(t)}{dt^2} + b_1^{\vartheta} \frac{d \vartheta_{\text{зад}}(t)}{dt} + b_0^{\vartheta} \vartheta_{\text{зад}}(t). \end{aligned} \quad (1)$$

Рассмотрим теперь контур ограничения угла атаки. Закон управления для автомата ограничения угла атаки выбираем в следующем виде:

$$u_{\alpha} = k_{\alpha} (\alpha - \alpha_{\text{орг}}) + \frac{s k_{\dot{\alpha}} + s^2 k_{\ddot{\alpha}}}{(\tau_1 s + 1)(\tau_2 s + 1)} \alpha,$$

где $k_{\alpha}, k_{\dot{\alpha}}, k_{\ddot{\alpha}}$ – передаточные числа автомата ограничения.

Структурная схема контура ограничения угла атаки представлена на рис. 3.

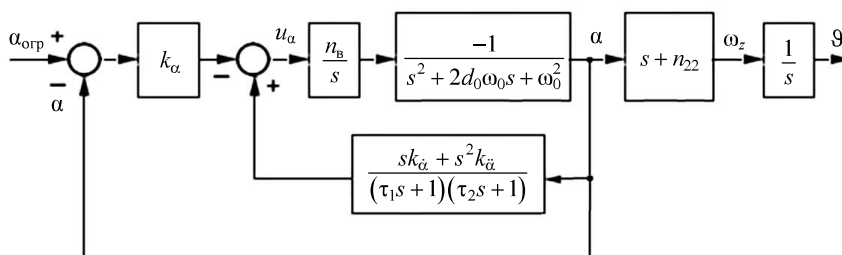


Рис. 3

Передаточная функция контура ограничения угла атаки имеет вид

$$\Phi_{\alpha}(s) = \frac{B_{\alpha}(s)}{A_{\alpha}(s)} = \frac{b_3^{\alpha} s^3 + b_2^{\alpha} s^2 + b_1^{\alpha} s + b_0^{\alpha}}{a_6^{\alpha} s^6 + a_5^{\alpha} s^5 + a_4^{\alpha} s^4 + a_3^{\alpha} s^3 + a_2^{\alpha} s^2 + a_1^{\alpha} s},$$

где $b_3^{\alpha} = k_{\alpha} n_{\text{в}} \tau_1 \tau_2$; $b_2^{\alpha} = k_{\alpha} n_{\text{в}} (n_{22} + \tau_1 + \tau_2)$; $b_1^{\alpha} = k_{\alpha} n_{\text{в}} (\tau_1 + \tau_2 + 1)$; $b_0^{\alpha} = k_{\alpha} n_{\text{в}} n_{22}$; $a_6^{\alpha} = \tau_1 \tau_2$; $a_5^{\alpha} = 2\tau_1 \tau_2 d_0 \omega_0 + \tau_1 + \tau_2$; $a_4^{\alpha} = \tau_1 \tau_2 \omega_0^2 + 2(\tau_1 + \tau_2) d_0 \omega_0 + 1$; $a_3^{\alpha} = (\tau_1 + \tau_2) \omega_0^2 + 2d_0 \omega_0 + n_{\text{в}} k_{\alpha} + k_{\alpha} n_{\text{в}} \tau_1 \tau_2$; $a_2^{\alpha} = \omega_0^2 + n_{\text{в}} k_{\alpha} + k_{\alpha} n_{\text{в}} (\tau_1 + \tau_2)$; $a_1^{\alpha} = k_{\alpha} n_{\text{в}}$.

Следовательно, для траектории движения системы на режиме ограничения угла атаки справедливо следующее уравнение:

$$\begin{aligned} a_6^{\alpha} \frac{d^6 \vartheta_2(t)}{dt^6} + a_5^{\alpha} \frac{d^5 \vartheta_2(t)}{dt^5} + a_4^{\alpha} \frac{d^4 \vartheta_2(t)}{dt^4} + a_3^{\alpha} \frac{d^3 \vartheta_2(t)}{dt^3} + a_2^{\alpha} \frac{d^2 \vartheta_2(t)}{dt^2} + a_1^{\alpha} \frac{d \vartheta_2(t)}{dt} = \\ = b_3^{\alpha} \frac{d^3 \alpha_{\text{орп}}(t)}{dt^3} + b_2^{\alpha} \frac{d^2 \alpha_{\text{орп}}(t)}{dt^2} + b_1^{\alpha} \frac{d \alpha_{\text{орп}}(t)}{dt} + b_0^{\alpha} \alpha_{\text{орп}}. \end{aligned} \quad (2)$$

Для согласования траекторий движения системы при переключении с режима управления углом тангажа на режим ограничения угла атаки в произвольный, случайный момент времени $\tau \in [0; +\infty)$ рассмотрим обобщенную характеристику системы в следующем виде:

$$E(\vartheta(t)) = \int_0^{\infty} \vartheta(t, \tau) f(\tau) d\tau, \quad (3)$$

где $f(\tau)$ – функция распределения случайного момента времени τ .

В интервале времени $0 \leq t \leq \tau$ работает контур управления углом тангажа. При этом $\vartheta(t, \tau) = \vartheta_1(t)$, где $\vartheta_1(t)$ удовлетворяет уравнению (1). В интервале времени $0 \leq \tau \leq t$ в работу вступает контур ограничения угла атаки, и $\vartheta(t, \tau) = \vartheta_2(t, \tau)$. Здесь $\vartheta_2(t, \tau)$ удовлетворяет уравнению (2) с ненулевыми начальными условиями, определяющими совпадение состояний системы в момент изменения режима ее работы:

$$[\vartheta_2(t, \tau)]^{(i)} \Big|_{t=\tau} = [\vartheta_1(t)]^{(i)} \Big|_{t=\tau}, \quad i = \overline{0, 5}. \quad (4)$$

В существующих бортовых регистраторах полетных данных записывается информация о длительности работы отдельных каналов управления. Эта информация позволяет рассчитать среднее время работы каждого канала. В случае, когда известно только среднее время работы канала, наиболее правдоподобным является экспоненциальное распределение $f(\tau) = \lambda e^{-\lambda \tau}$. Разобьем интеграл (3) на два слагаемых, которые соответствуют указанным режимам работы:

$$\begin{aligned} E(\vartheta(t)) = \int_0^t \vartheta(t, \tau) f(\tau) d\tau + \int_t^{\infty} \vartheta(t, \tau) f(\tau) d\tau = \int_0^t \vartheta_2(t, \tau) f(\tau) d\tau + \int_t^{\infty} \vartheta_1(t) f(\tau) d\tau = \\ = \int_0^t \vartheta_2(t, \tau) f(\tau) d\tau + \frac{1}{\lambda} \vartheta_1(t) e^{-\lambda t}. \end{aligned} \quad (5)$$

Для вычисления интеграла в выражении (5) представим решение системы (2) с начальными условиями (4) в виде суммы $\vartheta_2(t, \tau) = \vartheta_2(t) + \vartheta_2^*(t, \tau)$ частного решения неоднородного уравнения (2) с нулевыми начальными условиями и общего решения соответствующего однородного уравнения с ненулевыми начальными условиями. Поскольку для $\vartheta_2(t, \tau)$ справедливы начальные условия (4), получаем

$$[\vartheta_2^*(t, \tau)]^{(i)} \Big|_{t=\tau} = [\vartheta_1(t)]^{(i)} \Big|_{t=\tau} - [\vartheta_2(t)]^{(i)} \Big|_{t=\tau}, \quad i = \overline{0, 5}.$$

Решение однородного уравнения найдем в следующем виде [24]:

$$\vartheta_2^*(t, \tau) = \sum_{i=0}^5 \sum_{j=0}^{5-i} [\vartheta_1(\tau) - \vartheta_2(\tau)]^{(i)} a_{i+j+1}^\alpha [w_\alpha(t - \tau)]^{(j)},$$

где $w_\alpha(t) = L^{-1} \left\{ \frac{1}{A_\alpha(s)} \right\}$.

В результате выражение для $E(\vartheta(t))$ приобретает вид

$$E(\vartheta(t)) = \frac{1}{\lambda} \vartheta_1(t) e^{-\lambda t} + \frac{1}{\lambda} \vartheta_2(t) (1 - e^{-\lambda t}) + \sum_{i=0}^5 \sum_{j=0}^{5-i} a_{i+j+1}^\alpha \int_0^t [\vartheta_1(\tau) - \vartheta_2(\tau)]^{(i)} e^{-\lambda \tau} [w_\alpha(t - \tau)]^{(j)} d\tau. \quad (6)$$

Рассмотрим условия, обеспечивающие согласованное управление в системе с селектором каналов. С целью обеспечения согласованного управления тангажем при переключении на канал ограничения угла атаки найдем изображение по Лапласу для $E(\vartheta(t))$:

$$L\{E(\vartheta(t))\} = L\left\{ \frac{1}{\lambda} \vartheta_1(t) e^{-\lambda t} \right\} + L\left\{ \frac{1}{\lambda} \vartheta_2(t) (1 - e^{-\lambda t}) \right\} + L\left\{ \sum_{i=0}^5 \sum_{j=0}^{5-i} a_{i+j+1}^\alpha \int_0^t [\vartheta_1(\tau) - \vartheta_2(\tau)]^{(i)} e^{-\lambda \tau} [w_\alpha(t - \tau)]^{(j)} d\tau \right\}.$$

В результате получаем

$$L\{E(\vartheta(t))\} = \frac{1}{\lambda} \vartheta_1(s + \lambda) + \frac{1}{\lambda} (\vartheta_2(s) - \vartheta_2(s + \lambda)) + \frac{[\vartheta_1(s + \lambda) - \vartheta_2(s + \lambda)]}{A_\alpha(s)} \sum_{i=0}^5 \sum_{j=0}^{5-i} a_{i+j+1}^\alpha (s + \lambda)^i s^j. \quad (7)$$

Двойная сумма в выражении (7) может быть представлена следующим образом:

$$\sum_{i=0}^5 \sum_{j=0}^{5-i} a_{i+j+1}^\alpha (s + \lambda)^i s^j = \frac{A_\alpha(s + \lambda) - A_\alpha(s)}{(s + \lambda) - s} = \frac{1}{\lambda} (A_\alpha(s + \lambda) - A_\alpha(s)).$$

С учетом этого соотношения окончательно получаем

$$L\{E(\vartheta(t))\} = \frac{1}{\lambda} \left[\vartheta_2(s) + (\vartheta_1(s + \lambda) - \vartheta_2(s + \lambda)) \frac{A_\alpha(s + \lambda)}{A_\alpha(s)} \right]. \quad (8)$$

Потребуем, чтобы обобщенная характеристика системы $E(\vartheta(t))$ имела аperiодический или слабоколебательный вид, а время переходного процесса в системе было не более $t_{\text{пер}}$. Для этого необходимо, чтобы корни знаменателя $L\{E(\vartheta(t))\}$ были вещественными и обеспечивали заданную степень устойчивости $\eta \leq \frac{3}{t_{\text{пер}}}$.

Общий знаменатель полученного дробно-рационального изображения (8) имеет вид

$$P(s) = A_9(s + \lambda) A_\alpha(s) = sc(s) = s(s^{11} + c_{10}s^{10} + \dots + c_1s + c_0).$$

Для обеспечения желаемого распределения корней многочлена $c(s)$ воспользуемся алгебраическим критерием Соколова – Липатова [25, 26]. В указанных работах для оценки устойчивости и качества управления используются показатели качества $\Omega_i = \frac{\omega_{i+1}}{\omega_i} = \frac{(c_i)^2}{c_{i-1}c_{i+1}}$, $i = 1, 2, \dots, 10$, и показатели устойчивости

$$W_i = \Omega_i \Omega_{i+1} = \frac{\omega_{i+2}}{\omega_i} = \frac{c_i c_{i+1}}{c_{i-1} c_{i+2}}, \quad i = 1, 2, \dots, 9.$$

Показано, что выполнение неравенств $W_i > W^* = 16$, $i = 1, 2, \dots, 9$, $\Omega_i > \sqrt{W^*} = 4$, $i = 1, 2, \dots, 10$, является достаточным для того, чтобы все корни многочлена $c(s)$ были вещественными. Кроме этого, чтобы указанные корни располагались левее вертикальной прямой, проходящей через точку $(-\eta, j0)$, достаточно потребовать выполнения неравенств

$$\begin{aligned} \frac{[c_i - c_{i+1}(11-i)\eta][c_{i+1} - c_{i+2}(10-i)\eta]}{c_{i-1}c_{i+2}} &> 16; \quad i = 1, 2, \dots, 9; \\ c_l - c_{l+1}(11-l)\eta &\geq 0; \quad l = 1, 2, \dots, 10; \\ c_0 - c_1\eta + \frac{2c_2\eta^2}{3} &\geq 0. \end{aligned} \quad (9)$$

Передаточные числа АУТ и АОУА, удовлетворяющие всем неравенствам системы неравенств (9), обеспечивают согласование траекторий движения в системе с селективированием каналов. Для иллюстрации данного положения рассмотрим задачу синтеза системы автоматического управления угловым положением ЛА с параметрами $n_b = 49$; $n_{22} = 2,4$; $\omega_0 = 6,6242$; $d_0 = 0,3963$ и интенсивностью переключения каналов $\lambda = 11/c$. Потребуем также, чтобы время регулирования в системе не превышало 4 с.

Параметры управляющей части системы, удовлетворяющие системе неравенств (9), принимают следующие значения: $k_{\beta} = 10,289$; $k_{\dot{\beta}} = 3,8779$; $k_{\ddot{\beta}} = 1,73$; $k_{\ddot{\beta}} = 0,1788$; $k_{\alpha} = 10,288$; $k_{\dot{\alpha}} = 1,2417$; $k_{\ddot{\alpha}} = 0,1583$; $\tau_1 = 0,001$; $\tau_2 = 0,4$.

Представим результаты моделирования системы для различных моментов переключения каналов управления: для $\tau_1 = 1,2$ с (рис. 4, а), $\tau_2 = 1,8$ с (рис. 4, б), $\tau_3 = 3,1$ с (рис. 4, в). Здесь кривая 1 соответствует $\omega_z(t)$, кривая 2 – $\vartheta(t)$, кривая 3 – $u_{\beta}(t)$, кривая 4 – $u_{\alpha}(t)$, кривая 5 – $u(t)$.

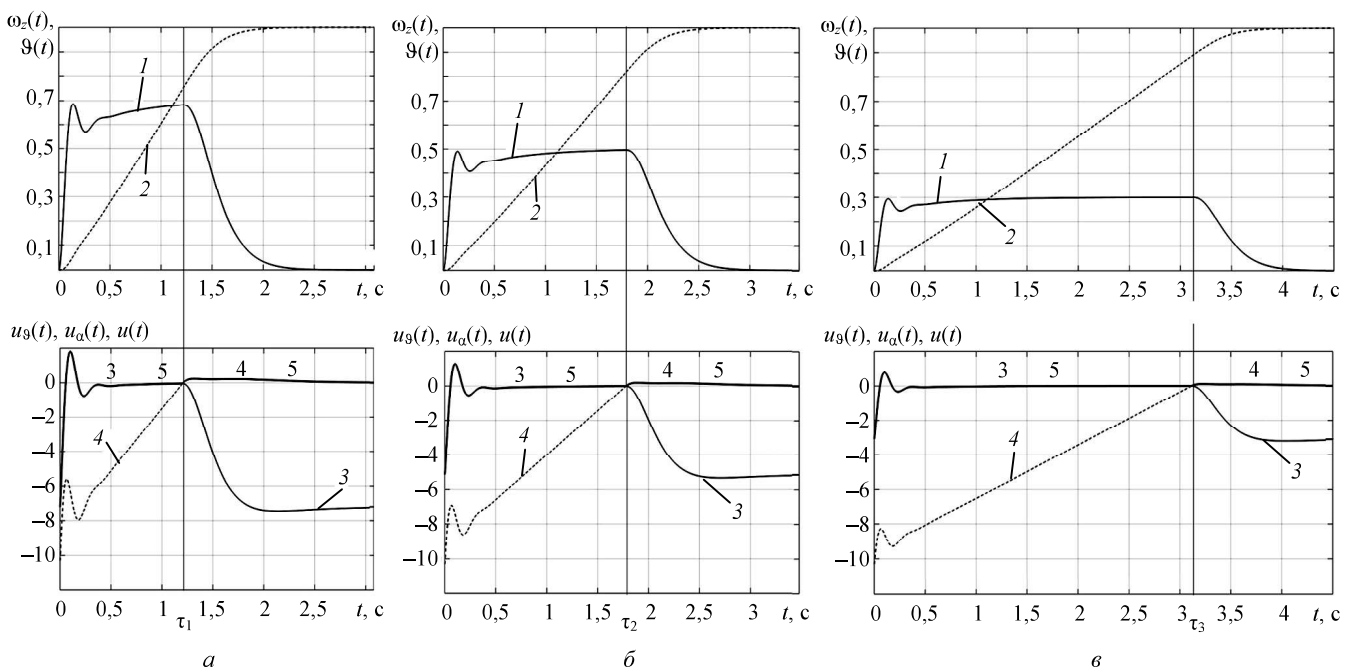


Рис. 4

Таким образом, предложен новый подход к исследованию систем с алгебраическим селектором каналов управления. Показано, что такие системы относятся к классу переключаемых систем, состоящих из семейства непрерывных подсистем и устройства, управляющего переключениями режимов. При этом переключающее устройство управляет движением системы, выбирая ту или иную траекторию из конечного множества допустимых типовых траекторий. Отличие предлагаемого подхода от известных методов исследования переключаемых систем заключается в том, что при изменении режима меняется не только правая часть системы дифференциальных уравнений, но и вся система в целом. Для стабилизации сис-

тем, изменение структуры которых происходит в случайный момент времени, предлагается использовать обобщенную характеристику, обеспечивающую согласование состояний в произвольный момент изменения режимов их работы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Левитский С.В., Свиридов Н.А.* Динамика полета. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 527 с.
2. *Тарасенков А.М., Брага В.Г., Тараненко В.Т.* Динамика полета и боевое маневрирование летательных аппаратов. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1984. 508 с.
3. *Петунин В.И., Неугодникова Л.М.* Метод построения систем автоматического управления с ограничением предельных параметров летательных аппаратов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2015. № 3. С. 28–34.
4. *Петунин В.И.* Синтез систем автоматического управления летательными аппаратами с автоматами ограничений предельных параметров // Изв. вузов. Приборостроение. 2010. № 10. С. 18–24.
5. *Петунин В.И., Фрид А.И.* Синтез многоканальной системы автоматического управления с алгебраическим селектором // Изв. вузов. Авиационная техника. 2000. № 1. С. 10–12.
6. *Семенов В.В., Ретин В.М., Журина Н.Э.* Алгоритмизация процессов управления летательными аппаратами в классе логико-динамических систем. М.: МАИ, 1987. 50 с.
7. *Петунин В.И.* Методы синтеза логико-динамических систем с селектором каналов управления // Авиакосмическое приборостроение. 2013. № 11. С. 79–92.
8. *Петунин В.И., Фрид А.И.* Метод построения адаптивных логико-динамических систем автоматического управления с селекторами // Изв. вузов. Приборостроение. 2011. № 5. С. 49–56.
9. *Жук К.Д., Тимченко А.А., Доленко Т.И.* Исследование структур и моделирование логико-динамических систем. Киев: Наукова думка, 1975. 199 с.
10. *Жук К.Д., Тимченко А.А.* Автоматизированное проектирование логико-динамических систем. Киев: Наукова думка, 1981. 320 с.
11. *Бортаковский А.С.* Аналитическое конструирование оптимальных регуляторов в классе логико-динамических (гибридных) систем // Автоматика и телемеханика. 2011. № 12. С. 3–23.
12. *Impulsive and Hybrid Dynamical Systems: Stability, Dissipativity and Control / Eds. W.M. Haddad, V. Chellaboina, S. Nersesov.* USA: Princeton University Press, 2006. 504 p.
13. *Hejri M., Giua A., Mokhtari H.* On the Complexity and Dynamical Properties of Mixed Logical Dynamical Systems via an Automaton-Based Realization of Discrete-Time Hybrid Automaton // International Journal of Robust and Nonlinear Control. 2018. Vol. 28. Iss. 16. P. 4713–4746.
14. *Liberzon D.* Switching in Systems and Control. Berlin: Springer, 2003. 252 p.
15. *Li Z., Soh Y., Wen C.* Switched and Impulsive Systems: Analysis, Design and Applications. Berlin: Springer, 2005. 271 p.
16. *Agrachev A.A., Liberzon D.* Lie-Algebraic Stability Criteria for Switched Systems // SIAM Journal on Control and Optimization. 2001. Vol. 40. Iss. 1. P. 253–269.
17. *Axelsson H. et al.* Optimal Mode-Switching for Hybrid Systems with Varying Initial States // Nonlinear Analysis: Hybrid Systems and Applications. 2008. Vol. 2. Iss. 3. P. 765–772.
18. *Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Селиванов О.Д.* Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета. М.: Машиностроение, 1994. 304 с.
19. *Петунин В.И., Фрид А.И.* Анализ и синтез логико-динамических систем автоматического управления газотурбинными двигателями // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2012. № 6. С. 80–94.
20. *Казаков И.Е., Артемьев В.М., Бухалев В.А.* Анализ систем случайной структуры. М.: Физматлит, 1993. 272 с.
21. *Бухалев В.А.* Распознавание, оценивание и управление в системах со случайной скачкообразной структурой. М.: Наука. Физматлит, 1996. 287 с.
22. *Рыбаков К.А., Сотскова И.Л.* Оптимальное управление нелинейными системами со случайной структурой при неполной информации о векторе состояния // Автоматика и телемеханика. 2006. № 7. С. 62–75.
23. Система автоматического управления углом тангажа и ограничения предельных значений параметров летательного аппарата: пат. 2560958 Рос. Федерация, № 2014129734/11; заявл. 18.07.2014; опубл. 20.08.2015, Бюл. № 23.
24. *Деч Г.* Руководство к практическому применению преобразования Лапласа и Z-преобразования. М.: Наука. Физматлит, 1971. 288 с.
25. *Липатов А.В., Соколов Н.И.* О некоторых достаточных условиях устойчивости и неустойчивости линейных непрерывных стационарных систем // Автоматика и телемеханика. 1978. № 9. С. 30–37.

26. Петров Б.Н. и др. Системы автоматического управления объектами с переменными параметрами: Инженерные методы анализа и синтеза. М.: Машиностроение, 1986. 256 с.

Поступила в редакцию 14.11.19

После доработки 26.11.19

Принята к публикации 18.12.19

Synthesis of Pitch Angle Control System with Angle of Attack Limiting Channel

E.YU. ABDULLINA AND V.N. EFANOV

Ufa State Aviation Technical University, Ufa

The problem of synthesizing the pitch angle control system with the angle of attack limiting channel is considered. The problem of matching the trajectories of the system on the pitch angle control mode and the angle of attack limitation mode is discussed. An approach is proposed based on using a generalized characteristic of the system, which ensures the matching of the system states at an arbitrary moment of change in its operation mode.

Aircraft, pitch angle, angle of attack, control system, synthesis